

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(11), 944-951(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.11.944

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

얼음두께를 이용한 결빙시험조건 간접 확인기법

김유경*, 박남은**, 최기오***

Indirect Verification of the Icing Test Condition
Using Ice Thickness

Yoo Kyung Kim*, Nameun Park** and Gio Choi***

Agency for Defense Development*

Korea Aerospace Industries, LTD**

Defense Acquisition Program Administration***

ABSTRACT

Artificial icing test and wind tunnel test can be performed to reduce the development period when a rotorcraft is required operation under icing situations. Artificial icing test of the KUH(Korean Utility Helicopter) was performed in advance to verify anti-icing and de-icing performance before natural icing test. Although high-precision sensor, the CCP(Cloud Combination Probe) is used to measure icing test condition parameters such as LWC(Liquid Water Content) and MVD(Median Volume Diameter), the measured values need to be verified in various methods due to the possibility of uncertainties which are the test atmosphere environment, sensor errors, and etc. The calculated LWC from the ice thickness cumulated on the fuselage of the KUH is compared to the measured value by CCP, and the results show the effective indirect method to check the test conditions.

초 록

회전익기의 결빙운용능력이 요구될 경우 자연결빙 비행시험전 풍동시험과 인공결빙시험을 선행하면 개발기간을 단축시킬수 있다. 한국형기동헬기의 경우 인공결빙 시험을 수행하여 각 시험조건에서 방·제빙기능의 정상작동을 확인 후 자연결빙시험을 수행하였다. 인공결빙시험에서 시험조건인 액적량(LWC)과 액적 평균직경(MVD)을 확인하기 위해 정밀센서인 구름기상정보관측기(CCP)를 사용하는데 시험환경, 장비오차등의 이유로 측정치의 불확실성이 존재할 수 있어 시험조건 확인이 다방면으로 필요하다. 동체에 착빙된 얼음두께로부터 LWC를 계산하여 측정값과 비교한 결과, 시험조건을 간접적으로 검증해 볼 수 있는 효과적인 방법임을 확인하였다.

Key Words : Artificial Icing Flight Test(인공결빙시험), Natural Icing Flight Test(자연결빙시험), Liquid Water Content(액적량), Median Volume Diameter(액적 평균직경), Anti-icing(방빙), De-icing(제빙)

† Received : September 3, 2018 Revised : October 2, 2018 Accepted : October 11, 2018

* Corresponding author, E-mail : yoo1029@add.re.kr

I. 서 론

유인헬리콥터가 결빙대기조건에서 운용이 요구될 경우 헬리콥터의 운용범위에 따라 시험조건을 설정하고 자연결빙조건에서 비행시험으로 검증하는 것이 최종목표이나 시험장소의 제한, 인공 구름을 발생시키는 HISS(Helicopter Icing Supply System) 및 지원기와 같은 시험시설, 결빙시험조건 조우의 년도별 큰 편차 등으로 장시간 소요되어 한 계절(one season)에 결빙시험을 완료하는 것은 어렵다. 1964년 CH-47A를 시작으로 HH-53C, UH-1H, BO-105, SA 330(PUMA) 및 최근 V-22, AW-139, AW-159, BA-609까지 개발위험도를 낮추고 개발기간을 단축하고자 HISS를 이용한 인공결빙과 자연결빙시험을 병행하였다[1]. 군용헬기인 한국형기동헬기(KUH, Korean Utility Helicopter)의 결빙은 군사규격인 영국의 DEF STAN에 따라 결빙시험 요구조건을 설정하고, 인공결빙 비행시험으로 방·제빙성능을 확인 후 검증된 조건에서 자연결빙 비행시험을 수행한다. KUH의 경우 방빙장치인 윈드실드, 피토티브, 엔진공기흡입구에 사용되고 전력의 제한으로 주로터와 꼬리로터는 제빙설계를 하였다. 인공결빙시험은 인공 구름의 크기에 대한 제한으로 KUH의 동체와 로터로 구분하여 시험을 수행하였다. 각 시험조건에서 방·제빙성능을 검증하기 위해 정확한 시험조건의 설정은 필수적이다.

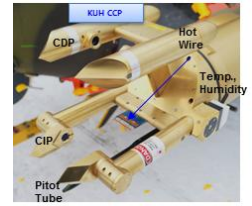
KUH에서 결빙 감지센서인 착빙 탐지기(Ice Detection System)의 정확도를 확인하기 위해 액적량(LWC, Liquid Water Content)과 액적 평균 직경(MVD, Median Volume Diameter)을 정밀하게 측정할 수 있는 측정장비인 구름 기상정보관측기(CCP, Cloud Combination Probe)를 장착하였다. 인공 결빙시험은 전 세계에서 유일한 시험장비인 미 육군의 HISS를 이용하여 수행하는데 시험조건인 LWC와 MVD를 확인하고 시험지원원을 목적으로 경비행기인 RC-12가 사용된다. HISS의 LWC와 MVD를 측정하기 위해 다양한 센서들이 RC-12에 장착되는데 고정밀 센서가 Fig. 1(a), (b)와 같이 양쪽 날개 끝단에 장착된다. 조종석 기준 오른쪽 날개 끝단에 장착된 센서에서 측정된 LWC와 MVD를 시험조건의 기준값으로 사용한다. KUH에 장착된 센서는 $2\mu\text{m} \sim 50\mu\text{m}$ 범위의 입자크기를 측정하는 CDP(Cloud Droplet Probe)와 $7.5\mu\text{m} \sim 9.3\text{mm}$ 범위의 입자크기를 측정하는 CIP(Cloud Imaging Probe)로 구성되며, 시험요구조건인 MVD $20\mu\text{m}$ 근처 영역



a) RC-12 Sensor on Wing Tip



b) RC-12 Sensor



c) KUH Sensor

Fig. 1. LWC and MVD Sensor

에서는 CDP를 사용한다. RC-12는 Fig. 1(b)와 같이 CDP에 해당되는 FSSP(Forward Scattering Spectra Probe)와 CIP에 해당되는 OAP(Optical Array Probe)가 각각 양쪽 날개 끝단에 장착되어 있으며, 입자 분포가 서로 겹치는 영역에 있을 경우 두 센서 측정값의 평균값을 사용한다.

LWC와 MVD는 RC-12의 양쪽 날개 끝단에 장착된 센서들과 KUH CDP가 모두 일치하는 것이 이상적이나 대기조건, 센서오류, 항공기 기동, 장착 위치 등에 따라 차이가 발생하는데 센서 제작업체는 허용오차를 15%로 제시하였으나, 본 시험에서는 보수적인 접근으로 10%를 허용오차로 설정하였다. 간혹 시험조건의 기준인 RC-12의 센서값이 KUH의 CDP 대비 허용오차를 벗어나는 경우가 발생하여 시험의 유효성 논란이 발생하였는데 고장탐구 및 센서의 건전성을 확인하기 위해 추가 비행이 요구되는 등 시험 진행에 영향을 주었다.

본 논문에서는 동체에 발생한 결빙의 두께로부터 LWC를 유추할 수 있는 경험적 기법을 제시하고, 이를 계측 장비를 통해 관측한 결과와 비교함으로써, 제안한 경험적 기법의 유효성 또는 타당성을 제시하였다.

II. 결빙 비행시험

2.1 KUH 결빙요구도

Condition	Air temp °C	Water content g/m ³	Horizontal extent km	Droplet median volume dia. microns	Altitude Range m $\times 10^3$
I Continuous Maximum Icing	+5	0.90	Continuous	20	0 - 3
	0	0.80			
	-10	0.60			
	-20	0.30			
	-30	0.20			
II Periodic Maximum Icing	+5	1.35	6 km every 100 km of Condition I	20	0 - 3
	0	1.20			
	-10	0.90			
	-20	0.45			
	-30	0.30			

Fig. 2. Icing Condition of the DEF STAN

KUH의 결빙요구도는 Fig. 2와 같이 영국의 군사규격인 DEF STAN 00-970 Leaflet 711/2 Table 1 결빙조건 I, II[2]중에서 중정도 결빙강도(Moderate) 조건인 LWC 0.5~1.0 g/m³ 노출되어도 항공기의 운용이 가능해야 한다[3]. 인공 결빙조건에서는 인공 구름의 크기제한에 따라 로터 및 동체로 구분하여 연속최대결빙(CMI, Continuous Maximum Icing) 조건과 주기적인 최대결빙(PMI, Periodic Maximum Icing) 시험조건을 적용하였다.

2.2 KUH 방·제빙 장치

KUH의 방빙장치는 윈드실드, 전선절단기, 엔진공기흡입구 히팅매트로 구성되고, 제빙장치는 로터에 적용되었다(Fig. 3). 착빙감지기가 결빙을 감지하면 기본모드인 자동모드에서는 경고신호를 발생시키고 조종사는 방·제빙장치를 작동시키거나, 예보된 결빙지역 진입 시에서는 수동으로 미리 작동시킨다.



Fig. 3. Icing Configuration of the KUH

2.3 인공결빙 비행시험

인공결빙 비행시험은 1963년 캐나다에서 Boeing Vertol CH-46 Sea Knight의 전신인 민수용 수송 헬리콥터 Vertol 107을 대상으로 최초로 수행되었다. Fig. 4와 같이 지상에 세워진 분사장치(spray rig)에서 인공 구름을 생성하여 Vertol 107에 분사하는 방법으로 2개월 동안 수행하여 로터의 제빙성능을 검증하였다[4].



Fig. 4. Icing Test of the Vertol 107

64~65년에 수송기인 C-130을 HISS로 개조하여 CH-47A의 인공결빙시험을 시작으로 73년 미 육군은 CH-47C를 개조하여 HISS로 사용하였다. Fig. 5(b)는 79년에 개량한 HISS로서 급변 KUH 인공결빙시험에도 사용하였고 이후 많은 회전익기의 인공결빙 비행시험을 지원하였다. 인공결빙 시험은 자연조건에서 단시간에 수행이 불가능한 다양한 시험조건을 충족시키는 시험환경을 제공하여 시험기간을 단축시킬 수 있는 장점이 있다.

HISS의 인공 구름은 크기(10 x 2.5 m)가 제한되어 KUH 전면(16 x 4.5 m)에 분사되지 못해 로터와 동체를 구분하여 비행시험을 수행하였으며 Fig. 5(a)는 로터, Fig. 5(b)는 동체의 인공결빙시험 모습이다. 주로터가 인공 구름에 노출되지 못하는 영역을 보상하기 위해 주로터 블레이드의 인공 구름 노출 영역과 비노출 영역의 면적비로 외부온도에 따라 LWC를 증가시키는 방법을 적용하였다[3].



Fig. 5(a). Artificial Icing Flight Test (Fuselage)

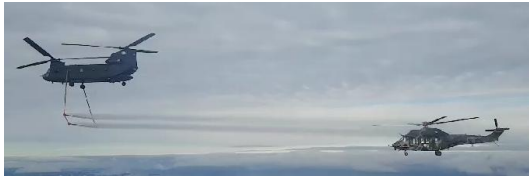


Fig. 5(b). Artificial Icing Flight Test (Rotor)

2.3.1 인공결빙 비행시험의 환경설정

HISS의 인공 구름 분사면적제한으로 로터와 동체시험에 고려할 변수는 다음과 같다.

2.3.1.1 동체

시험요구속도인 120 kts를 적용 시 HISS의 로터에 의한 후류가 강해 일정거리간격을 유지하기 위한 KUH의 토크를 증가시켜 속도를 110 kts로 감소시켰다. 동일한 결빙조건을 모사하기 위해 속도와 LWC 관계식인 식 (1)을 이용하여 속도를 감소시키고 LWC를 증가시켜 시험을 수행하였다[5,6].

$$\Delta = \frac{LWC \cdot V \cdot \beta \cdot time}{\rho} \quad (1)$$

여기서 β 는 집진효율(collection efficiency)을 나타내며, ρ 는 얼음 밀도(kg/m^3), V 는 속도 (TAS, kts), Δ 는 얼음 두께(mm)를 나타낸다. β , ρ , Δ 가 일정할 경우 LWC와 속도의 곱은 일정하므로 속도를 120kts에서 110kts로 감소시킬 경우 LWC를 증가시키는 것이 필요하다. 예로 속도 120kts에서 LWC가 0.7 g/m^3 이면, 110kts에서는 0.76 g/m^3 의 LWC 조건이 필요하다.

2.3.1.2 로터

착빙 탐지기에 결빙이 감지되면 Fig. 6과 같이 착빙강도패널에 LWC가 시험되고 제빙제어기가 LWC에 따라 로터블레이드의 열선을 가열시켜 제빙이 수행된다[7,8].

인공결빙시험전 RC-12가 먼저 시험조건을 확인하기 위해 HISS가 생성한 인공 구름의 LWC와 MVD를 측정후 Fig. 7과 같이 KUH가 CCP 센서값을 확인하여 허용오차인 10%내 인지 확인 한다. 시험조건이 확인되면 인공결빙 동체 또는 로터시험이 30분간 시작된다.



Fig. 6. Icing Control System of the KUH



Fig. 7. Comparison of the CCP and IDS

2.4 얼음두께를 이용한 LWC 추정

동체에 착빙된 얼음의 두께를 측정하여 LWC를 계산할 수 있다. 식 (1)을 LWC에 대해 정리하면 식 (2)와 같다.

$$LWC = \frac{\Delta \cdot \rho}{V \cdot time \cdot \beta} \quad (2)$$

Table 1의 2번 -11°C 시험조건에서 Fig. 8과 같이 호이스트 커버에 착빙된 얼음두께(Δ)가 44 mm일 경우 $V(\text{TAS})=124 \text{ kts}$, $time=1,800 \text{ sec}$, $\beta=0.66$ (clean geometry) [9], $\rho=917 \text{ kg/m}^3$ 를 식 (2)에 대입하면 LWC는 약 0.53 g/m^3 이며, 측정값과는 0.08 g/m^3 로 차이가 작다. β 는 KUH에 장착된 호이스트 커버의 집진효율이며 RC-12의 LWC를 참고하여 경험적으로 산출한 값이다.

Table 1은 다양한 온도조건에서 Fig. 8의 호이스트커버 측면얼음두께를 이용한 LWC 계산값과 측정값간 차이를 나타낸 것으로 대부분 차이가 작았다. 높은 온도시험조건인 1번의 경우 runback ice의 영향으로 freezing fraction이 낮아 얼음 두께가 얇고 이로 인해 센서에서 측정된 값에 비해 계산된 LWC가 작았다. 조건 1,2는 약 -10°C 이상에서 glaze 형태의 얼음이 형성되어 rime 형태의 적용 식 (2)를 사용하면 오차가 커지나, 얼음두께를 이용한 LWC 계산 시에는 별도의 식이 없어 불가피하게 동일 식을 활용하였다.

Table 1. LWC Comparing

No	Temperature ($^\circ\text{C}$)	Thickness (mm)	LWC (Calculation)	LWC (Measure)	Difference	Test Condition	Icing Type
1	-5	40	0.52	0.72	0.2	Artificial	glaze
2	-11	44	0.53	0.61	0.08		glaze
3	-17	55	0.7	0.44	0.26		rime
4	-17	30	0.28	0.33	0.05	Natural	rime
5	-23	21	0.18	0.25	0.07		rime

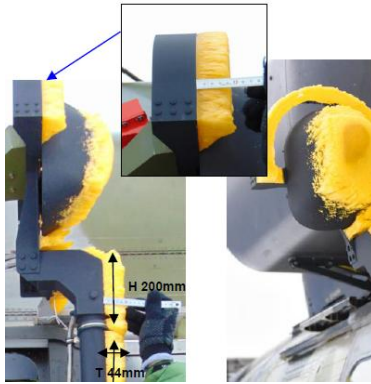


Fig. 8. Ice Thickness in test case 2 of Table 1

2.5 CCP센서의 LWC 측정

Figure 9(a)는 -13°C 에서 55분간 자연결빙조건에서 시험한 결과로 파란색은 CDP의 LWC 측정값이고 검정색은 측정값을 평균하여 구한 0.3 g/m^3 이다. 구름에 진입 후 LWC는 대기환경에 따라 측정치의 변동이 있어 평균값을 취한다. Fig. 9(b)는 오른쪽 동체하단에 장착된 결빙탐지기와 CDP의 LWC값을 비교한 그래프로 허용오차는 $\pm 0.1 \text{ g/m}^3$ 또는 $\pm 30\%$ 중 큰 값 이내로서 [10] 규격을 만족한다.

MVD는 DEF STAN에 따라 정의하며, Fig. 10은 시험요구조건인 $20 \mu\text{m}$ 인 경우 입자의 크기 분포도를 나타낸다. Fig. 11은 Fig. 9 조건에서 CDP의 MVD 측정결과를 나타내며 평균 13이다. 인공시험조건에서는 LWC와 MVD가 CMI조건 이상이나, 자연시험조건에서는 대부분 CMI조건보다 낮은 수준임을 확인하였다.

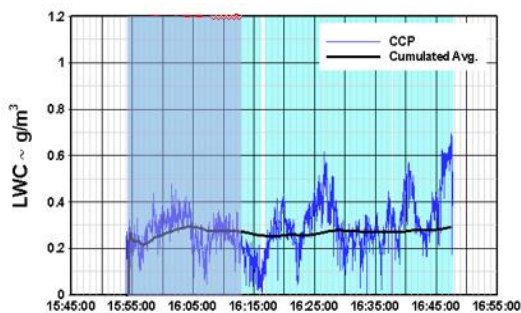


Fig. 9(a). LWC of the CDP and its average

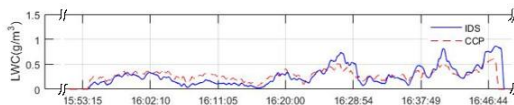


Fig. 9(b). LWC of the CCP and IDS

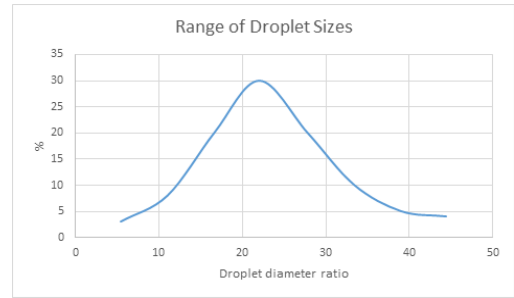


Fig. 10. Range of Droplet Sizes

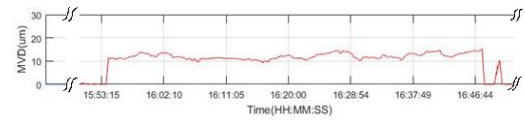


Fig. 11. MVD of Fig. 9 Test Condition

III. 시험조건 of 유효성

3.1 인공결빙 시험조건 유효성 확인

시험조건을 확인하기 위해 정확한 LWC값의 측정이 필수이며, 이상적인 경우 RC-12, KUH CCP와 IDS의 LWC가 모두 일치해야 한다. 하지만, LWC를 대기중에서 정확히 측정하는 것은 상대습도와 같은 대기조건, HISS 장비 오차, 센서오류등의 영향으로 오차발생은 불가피하다. 시험조건 of 공차범위는 타 시험에서 기 검증되어 시험조건 of 기준으로 정한 RC-12의 LWC 측정값과 각 시험조건 of LWC간의 차이로 10%로 정하였다. 고정밀 LWC 측정센서가 간혹 오작동으로 낮은 LWC값을 나타내는데 매번 비행후 Fig. 12와 같이 호이스트 커버의 얼음두께를 측정하여 RC-12의 기준 LWC와 비교하여 시험조



Fig. 12. Ice Thickness in test case 3 of Table 1

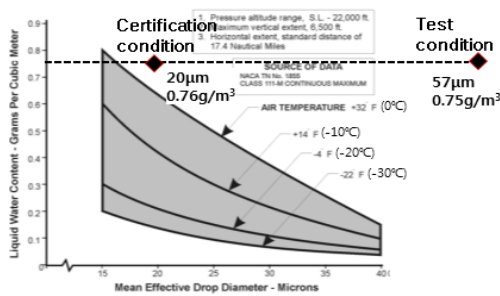


Fig. 13. CMI Icing Condition from FAR 29

건의 유효성을 재확인하였다. -17°C 에서 인공결빙시험 후 Fig. 13과 같이 KUH의 착빙두께를 측정한 결과 55 mm로 Table 1의 정상시험조건 4번의 30 mm 대비 과다한 착빙이 발생했음을 알 수 있었다. 조건 3에서 RC-12의 LWC 측정값인 0.44 g/m^3 는 문제가 있다고 판단하여 2.4절의 얼음두께를 이용한 LWC를 확인한 결과 Table 1의 3번과 같이 0.7 g/m^3 로 RC-12 센서 값에 오류가 있음을 확인할 수 있었다.

3.2 착빙에 영향을 미치는 요소

동체에 착빙되는 얼음두께를 결정하는 가장 큰 요소는 대기 상대습도이며, HISS와 KUH간 이격거리, 인공 구름 내 항공기 위치도 영향을 미치는 요소이나 조종사의 숙달로 영향이 크지 않았다.

3.2.1 상대습도

결빙조건에서 대기는 높은 상대습도를 포함하나 인공결빙에서는 온도와 비행안전성을 위한 고도조건을 고려하여 시험장소를 선택하고 HISS에서 시험조건에 맞는 LWC의 인공 구름을 생성하기 때문에 대기 중 상대습도는 초기에 고려하지 않았다. 시험조건에 따라 HISS에서 15~20 gallon/min의 유량으로 물을 분사한다. Fig. 5.b에서와 같이 HISS와 KUH간 거리는 약 50m를 유지하는데 이격 거리가 멀수록 인공 구름이 확산되므로 LWC가 낮아질 수 있어 HISS에서는 이격 거리에 따라 색이 변화는 light가 설치되어 조종사는 녹색등이 유지되도록 조종한다.

HISS에서 분사된 인공 구름의 물입자는 대기의 상대습도가 낮을 경우 KUH에 도달하기 전 작은 물입자는 증발하고 대부분 큰 물입자가 남게 된다. 상대습도가 100%인 경우 유속은 spray에서 분출되는 LWC와 잘 일치하고, MVD는 20이다. 상대습도가 낮은 경우는 spray에서 분출되는 물입자의 기화가 심하여 유속을 높여야 상대습도 100%일 때의 LWC가 유지되나,

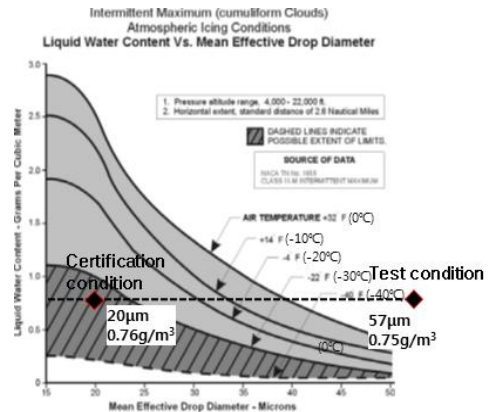


Fig. 14. IMI Icing Condition from FAR 29

MVD를 증가시키는 부작용이 발생한다. HISS는 물의 유속만 조절이 가능하므로 RC-12가 시험조건을 측정시 상대습도가 낮으면 LWC를 맞추려고 통상 40% 이상의 상대습도 조건보다 더 높은 유량의 물을 분사하게 된다. 또한, 유량을 높이면 HISS의 물분사 노즐도 시험조건인 MVD가 20이 되도록 교체장착 해야 하나 시험여건상 불가능한 상황이었다. 결과적으로 LWC는 충족하지만 액적의 크기가 과도하게 증가하는 결과 등 Fig. 13과 같은 비정상 조건이 발생하게 된다. Fig. 13의 시험조건은 -15°C , LWC 0.5 g/m^3 , MVD $20\mu\text{m}$ 이다. 이와 같은 조건은 자연에서 발생가능성이 매우 희박한 조건으로 이후 시험 진행과정에서 상대습도 40% 이상조건을 추가하여 결빙시험을 진행하였다. DEF STAN은 MVD 20인 하나의 조건에 대해서만 언급되어 MVD별 결빙조건이 언급된 FAR 29의 CMI 조건을 참조한다. Fig. 13은 FAR 29 Appendix C의 CMI 조건을 나타내며 Fig. 12의 시험조건은 입증조건을 크게 벗어난 것을 알 수 있다[11].

Figure 14의 IMI(Intermittent Maximum Icing) 조건과 비교해도 자연에서는 조우하기 힘든 시험조건이었음을 알 수 있다.

3.2.2 얼음두께 측정을 위한 위치선정

인공 구름의 크기는 $10\text{m} \times 2.5\text{m}$ 로 동체시험인 경우 Fig. 5(a)와 같이 KUH의 동체 윗면의 방빙계통의 성능을 확인하는 것이 목표이다. 호이스트 지지대와 커버의 얼음두께차이는 대부분 유사하나 Fig. 15와 같이 동체표면에 가까운 호이스트 지지대의 아래 부분은 동체 전면부에 착빙 발생 시 물입자의 streamline이 동체 뒷부분으로 갈수록 표면에서 멀어지기 때문에 얼음두께가 얇아지는 경우가 있어 측정부위는 동체로

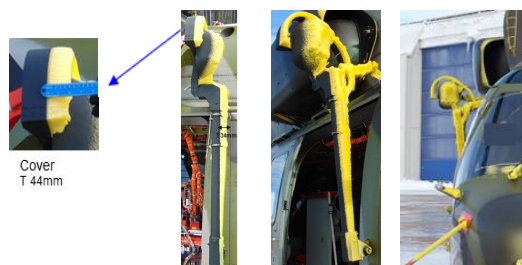


Fig. 15. Fuselage Icing Test at -15°C
(LWC: 0.48, MVD: 19)



Fig. 16. Ice Thickness at -23°C Natural
Icing Condition (LWC: 0.25, MVD: 16)

부터 충분히 이격되어 자유기류(free stream) 조건에 노출됨으로써 얼음두께가 일정한 호이스트 커버로 통일하여 LWC를 계산하였다. 자연시험에서도 간혹 부위별 두께차이가 측정되었으나, 비행중 항공기의 움직임으로 매번 두께차이가 나타나지는 않았다.

Figure 16은 자연결빙시험에서 호이스트 부위별 얼음두께차이는 거의 없었다. 인공결빙시험조건보다 자연결빙시험조건은 LWC가 낮고 항공기 전체에 고르게 분포되므로 부위별 착빙두께차이는 상대적으로 낮다. 그 외 KUH의 기동조건, 대기상태 등의 영향은 미미하다고 판단된다.

IV. 결 론

국내에서 최초로 군용헬기 KUH의 결빙시험이 15/16년에 1차 및 17/18년에 2차로 수행되어 완료되었다. KUH의 방·제빙시스템이 정상작동하기 위해 제어기의 입력변수중 하나인 대기중 LWC의 정확한 측정이 중요하다. 1차 시험에서 착빙 탐지기의 장착관련 문제점을 분석하여 2차 시험에서 보완하였으며 착빙 탐지기 정확성의 검증은 CDP와 비교를 통해 확인하였다. 하지만, 자연결빙상태에서 LWC가 고르게 분포하지 않

고 인공 구름도 대기조건 및 HISS장비의 노후화로 LWC의 고른 분포에는 한계가 있다. 또한, CDP와 RC-12의 센서도 간혹 허용범위오차를 벗어나 LWC를 측정하는 여러장비가 있음에도 불구하고 LWC의 건전성을 확인하는 추가방법을 고려한 결과 얼음두께로부터 LWC를 계산하는 방법을 제안하였다.

인공시험에서 MVD는 LWC의 값에 종속되게 HISS에서 세팅되었고 $20 \sim 30 \mu\text{m}$ 가 유지되었으며, 자연시험에서는 약 $15 \mu\text{m}$ 에서 시험이 수행되었다. MVD 차이는 물입자의 크기차이를 발생시키고 착빙영역과 freezing fraction에 영향을 주지만, 인공과 자연시험에서 MVD 차이는 착빙 두께에 영향을 크게 미칠 정도는 아니었다.

KUH 결빙시험은 각 시험조건마다 3대의 항공기가 동원되어야 하는 고난이도의 시험으로서 시험의 유효성을 인정받기위해 많은 준비가 필요하며 LWC의 정확한 측정은 방·제빙제어기가 정상작동하기 위한 기본값이다. 본 논문에서는 일정하게 착빙되는 호이스트 커버의 착빙두께를 이용하여 LWC를 계산하고 CCP와 RC-12 측정값과 비교함으로써 결빙시험의 유효성을 간접적으로 검증하는 수단으로 활용하였다. KUH 결빙시험을 통해 습득된 방·제빙설계 및 검증 기술을 활용하면 추후 결빙운용능력이 요구되는 항공기의 방·제빙체계설계가 국내기술로 가능하다고 판단된다.

References

- 1) Peterson, A. A., and Dadone, L. U., "Helicopter Icing Review," Boeing Vertol Company, September 1980.
- 2) Ministry of Defence, "Defence Standard 00-970 Part 7 Section 2," Issue 6, July 2015, leaflet 711/2.
- 3) 88PR0886, "Flight Test Report for KUH Artificial and Natural Icing Flight Test," May 2018.
- 4) BOEING VERTOL MODEL 107 HELICOPTER ICING & WEATHER TESTS 30554b, YouTube.
- 5) David N. Anderson, "Manual of Scaling Methods," NASA/CR-2004-212875, March 2004.
- 6) An, Y. G., and Myong, R. S., "Scaling Methods for Icing Wind Tunnel Test," JASASS, 2016 pp. 146-156.
- 7) Kim, K. S., Lee, J. H., Park, N. U., Kim,

B. K., "De-icing Performance Study of Main Rotor Blade Through in Icing Flight Test", KSASS 2016 Conference, November 2016, pp. 1290-1291.

8) Kim, Y. K., and Kim, B. K, "Improvement of De-icing Logic Sensitivity to Minimize Ice Accretion Effect of the Rotor Blade under LWC Variation", IEIE Conference, June 2018, pp. 770-773.

9) S. C. van't Hoff, "HISS Spray Calibration," NLR, December 2017.

10) Society of Automotive Engineers, AS 5498, "Minimum Operational Performance Specification for Inflight Icing Detection Systems," October 2001, pp. 19.

11) FAA FAR Part 29 Appendix C, "Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft - Icing Certification."